

DOCKET NO.: 4590

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE
IN THE MATTER OF THE APPLICATION FOR PATENT

OF: Alexander BURCHARD

|ART UNIT: 3644

SERIAL NO.: 10/733,550

|CONF. NO.: 7727

FILED: December 10, 2003

FOR: PROFILED WING UNIT OF AN AIRCRAFT

COMMISSIONER FOR PATENTS
P.O. BOX 1450
ALEXANDRIA, VA 22313-1450

March 29, 2004

TRANSMITTAL OF PRIORITY DOCUMENT

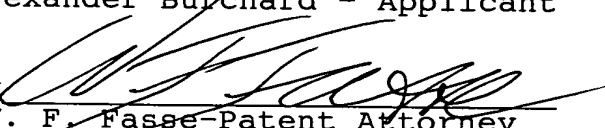
Dear Sir:

I am enclosing the priority document German Patent Application 103 46 982.6 filed on October 9, 2003. The priority of the German filing date is claimed for the above identified U.S. patent application. Please acknowledge receipt of the priority document.

Respectfully submitted
Alexander Burchard - Applicant

WFF:ks/4590

Enclosure:
postcard,
priority document

By 
W. F. Fasse - Patent Attorney
Reg. No.: 36132
Tel: 207 862 4671
Fax: 207 862 4681
P.O. Box 726
Hampden, ME 04444-0726

CERTIFICATE OF MAILING:

I hereby certify that this correspondence with all indicated enclosures is being deposited with the U. S. Postal Service with sufficient postage as first-class mail, in an envelope addressed to: Commissioner for Patents, P.O. Box 1450, Alexandria, VA 22313-1450, on the date indicated below.

Karin Smith - March 29, 2004
Name: Karin Smith - Date: March 29, 2004



**Prioritätsbescheinigung über die Einreichung
einer Patentanmeldung**

Aktenzeichen: 103 46 982.6

Anmeldetag: 09. Oktober 2003

Anmelder/Inhaber: Airbus Deutschland GmbH, 21129 Hamburg/DE

Bezeichnung: Tragwerk-Profilstruktur eines Flugzeuges

IPC: B 64 C 3/26

Die angehefteten Stücke sind eine richtige und genaue Wiedergabe der ursprünglichen Unterlagen dieser Patentanmeldung.

München, den 27. Januar 2004
Deutsches Patent- und Markenamt
Der Präsident
Im Auftrag

A handwritten signature in black ink, likely belonging to the President of the German Patent and Trademark Office.

Tragwerk-Profilstruktur eines Flugzeuges

Die Erfindung bezieht sich auf eine Tragwerk-Profilstruktur eines Flugzeuges gemäß dem Oberbegriff des Anspruchs 1. Ihre Anwendung bezieht sich auf aerodynamische Verbesserungen am Tragwerk des Flugzeuges, mit denen im Hinterkantenbereich einer Tragfläche oder einer Auftriebshilfe (Landeklappen und / oder Querruder) die Entstehung von Zwangskräften in der Tragwerk-Profilstruktur durch Flügelbiegung und / oder durch Biegung der angesteuerten Auftriebshilfe weitestgehend vermieden wird. Das Verformungsverhalten des Tragflügels oder der Auftriebshilfe soll über deren Flügelhinterkantenbereich ohne zusätzliche strukturmechanische Maßnahmen stabilisiert werden.

Zur Steuerung eines fliegenden Flugzeuges werden aerodynamische wirksame Stellflächen (Steuerflächen, Ruder) eingesetzt, welche bekanntermaßen (häufig) in den Bereich der Flügelhinterkante der beiden Tragflügel integriert sind. Für die Rollsteuerung wird ein Querruder vorgesehen, das gewöhnlich über zwei Scharniergelenke an den betreffenden Tragflügel angebunden ist und an der Flügelhinterkante (je nach beabsichtigter Beeinflussung der Flugsituation) nach oben oder nach unten akuiert wird. Gemeinsam ist allen Steuerflächen, daß sie im Verhältnis zur Flügelspannweite eine geringe Länge und im Vergleich zur Flügeltiefe eine große Tiefe aufweisen. Diese Steuerflächen lassen sich (nach dem Vorbild der beigegebenen Fig. 5) normalerweise mit zwei Scharniergelenken an den Tragflügel anbinden und sind somit statisch bestimmt gelagert. Aufgrund der relativ geringen Länge des Ruders bleibt der Verformungsunterschied zur Biegelinie des Tragflügels ebenfalls gering. Bei einer derartigen Lagerung wird dem Ruder keine Flügelbiegung (keine Verformung in Flügel-z-Richtung) aufgezwungen, weshalb somit in der Ruderstruktur keine Zwangskräfte entstehen, die beispielsweise bei einer Lagerung des Ruders an der Landeklappen mit drei Scharnieren auftreten werden. Diesen Nachteil wird man berücksichtigen müssen, sofern (nach dem Vorbild der beigegeben Fig. 6) der Einsatz von schlanken Steuerflächen mit kontinuierlicher Scharnierverbindung (über eine Scharnieranbindung mit drei oder mehr Scharnieren) erforderlich wird. Dabei wird eine Steuerfläche betrachtet, welche eine Länge von etwa vier Meter (ca. 4 m) und eine Tiefe von etwa vierzig Zentimeter (ca. 0,4 m) aufweisen wird. Diese Steuerfläche des (auch in Fachkreisen auch als „Tab“ bezeichneten) Ruders muß zur Gewährleistung einer aerodynamisch einwandfreien Anbindung an den Flügel oder die Landeklappen über mehrere (über mehr als zwei) Scharniere angebunden sein, wobei eine Gleichheit der beiden Biegelinien und der (in Fachkreisen auch als „Hingeline“ bezeichneten) Scharnierlinie erreicht wird.

Eine aerodynamische exakte Anbindung wird also ansatzweise (nach dem Vorbild der Fig. 6) nur durch eine Lagerung dieser Tragwerkselemente in drei Punkten absehbar, wobei diese Lagerung schon in einer Null-Grad-Tab-Stellung entsprechende Zwangskräfte in der Tragwerk-Profilstruktur des scharnierverbundenen Ruders (Tab) erzeugen wird. Diese Zwangskräfte in der Steuerfläche resultieren nicht nur aus der Flügelbiegung, sondern auch aus der Biegung der Steuerfläche um ihre steife Achse an einer „hohen Kante“ (Achse mit großem Trägheitsmoment), wenn sie bei einer gebogenen Scharnierlinie (Hingeline) ausschlagen wird.

Die beigegebene Fig. 7 gewährt dem Betrachter darüber einen Einblick, welche Zwangskräfte bei einem Ausschlag des Ruders (Tabs) um eine durchgebogene Scharnierlinie wirken werden. In dieser Fig. 7 wird beispielsweise das Entstehen von Druck-Zwangs-Kräften in der Tab-Profilstruktur bei einem negativen Tab-Ausschlag dargestellt. Je nach Aktuationsrichtung werden also sich in der Tab-Profilstruktur des scharniervverbundenen Ruders hohe Druck- und Zugspannungen ergeben, welche zu einem Stabilitätsversagen derselben führen können und somit zusätzliche Maßnahmen, von denen die Stabilisierung der Struktur durch Einrüstung von zusätzlichen Stringern und / oder Rippen oder deren Verstärkung, die mit einer Gewichtserhöhung korrelieren würde, erfordern. Außerdem werden höhere Aktuationskräfte benötigt, die Lagerkräfte in den Scharnieren werden sich erhöhen und die Rudersteifigkeit wird sich nachteilig auf das Verformungsverhalten des Tragflügels bzw. der Landeklappen auswirken. Möchte man die geschilderten Probleme, die sich aus der vorgeschilderten Anbindung des Steuerruders an den Tragflügel oder die Landeklappen über drei Scharniergelenke (bei Lagerung dieser Tragwerkelemente in drei Punkten) ergeben werden, vermeiden, dann wäre es sinnvoll, das nehmliche Ruder über mehrere Scharniergelenke anzubinden und eine Flexibilität um die Tab-Z-Achse gewissermaßen mit in das Ruder (Tab) einzubauen; soll heißen, das Ruder (Tab) wird sich, wie in der beigegebenen Fig. 8 dargestellt, in der Null-Grad-Stellung als auch im ausgeschlagenen Zustand an die vom Tragflügel vorgebogene Scharnierlinie (Hingeline) anpassen, ohne das Zwangskräfte entstehen können. Der Fachwelt ist bekannt, daß die vorgestellten Konfigurationen an Passagierflugzeugen vom Typ „Airbus“ – mit Ausnahme des Typs „A300“ – bekanntermaßen umgesetzt werden.

Um nun die Anbindung einer am hinteren Teil des Tragflügels befindlichen (leichten) Auftriebshilfe (aus einem CFK-Sandwich-Material) umzusetzen, die beispielsweise (bei einem Großraum-Flugzeug) über die gesamte Länge der Flügelhinterkante verlaufen wird, mit der während des Fluges die Entstehung von Zwangskräften (Druck- oder Zugspannungen) in der (CFK-)Profilstruktur der Auftriebshilfe weitestgehend vermieden werden soll, die man ursächlich auf die Tragflügelbiegung und / oder die Biegung der angesteuerten Auftriebshilfe während deren Klapp- oder Ruderbewegung (je nach Aktuationsrichtung) zurückführen wird, wird der Fachmann sich nach geeigneteren Lösungen umsehen, wofür der bekannte Stand der Technik ihm kein Vorbild bereithält. Es werden (vergleichsweise dem Stand der Technik) günstigere aerodynamische Lösungen benötigt, nach denen die Lager- und Aktuationskräfte an einer Landeklappen und / oder einem Querruder (allg. an einer Auftriebshilfe - bspw. in CFK-Bauweise) gemindert werden, so daß an den Krafteinleitungsbereichen der scharnierbeweglich verbundenen Tragwerkelemente (auch) Gewichtsreduzierungen möglich werden.

Demzufolge liegt der Erfindung die Aufgabe zugrunde, eine Tragwerk-Profilstruktur eines Flugzeuges mit aerodynamischen Verbesserungen anzugeben, mit der im Hinterkantenbereich einer Tragfläche oder einer (von mehreren) Auftriebshilfen (Landeklappen und / oder Querruder) die Entstehung von Zwangskräften in der Tragwerk-Profilstruktur durch Flügelbiegung und / oder durch Biegung der angesteuerten Auftriebshilfe weitestgehend vermieden wird. Es soll eine Minderung der Lager- und Aktuationskräfte erreicht werden, so daß an den Krafteinleitungsbereichen der scharnierbeweglich verbundenen Tragwerkelemente ein Gewichtsparsnis erreicht wird.

Diese Aufgabe wird durch die im Anspruch 1 angegebenen Maßnahmen gelöst. In den weiteren Ansprüchen werden zweckmäßige Ausgestaltungen dieser Maßnahmen angegeben.

Die Erfindung ist in einem Ausführungsbeispiel anhand der Zeichnungen näher erläutert. Es zeigen

- Fig. 1 den prinzipiellen Aufbau eines Ruders mit einer der oberen und unteren Hautschale jeweils ausgeformten rillenförmigen Erhöhung;
- 5 Fig. 2 eine Ansicht der paßgenau aufeinander angeordneten rillenförmigen Erhöhungen mit Darstellung von deren Fügeflächenbreite;
- Fig. 3 die Ansicht nach Fig. 2 in Profiltiefenrichtung;
- Fig. 4 den (sichtbaren inneren) Aufbau des Ruders nach Fig. 1 im Querschnitt;
- Fig. 5 die mit zwei Scharnieren ausgeführte bewegliche Lagerung eines Ruders (Tab)
- 10 an einer Landeklappe oder einem Tragflügel;
- Fig. 6 die mit drei Scharnieren ausgeführte bewegliche Lagerung eines Ruders (Tab) an einer Landeklappe oder einem Tragflügel;
- Fig. 7 die Ansicht nach Fig. 5 bei einem negativ ausgeführten Ausschlag des Ruders mit Darstellung der Wirkungsrichtung von strukturbeanspruchenden Zwangskräften;
- Fig. 8 die Einzeldarstellung eines mittels mehrerer Scharniere am Tragflügel oder an der Landeklappe scharnierbeweglich gelagerten Ruders (nach dem Vorbild der Figuren 5 und 7) mit Darstellung der Wirkungsrichtung von strukturbeanspruchenden Zwangskräften (in den drei Richtungen);
- Fig. 9 die Ansicht eines über die gesamte Flügel- oder Landeklappen-Hinterkante am Tragflügel
- 20 oder an der Landeklappe scharnierbeweglich gelagerten Ruders (CFK-FINTAB).

Hinsichtlich der Lösungen nach den Figuren 5 bis 8 wird eingangs der Ausführungen ausgeführt, so daß sich weitere Erläuterungen erübrigen. Es wird nur soweit ergänzt, daß sich in der Fig. 5 die bekannten aerodynamischen Probleme bei einer beabsichtigten Lagerung eines langen Ruders (Tab)

25 in zwei Scharnier-Anbindungen wiederfinden. Aus der Fig. 6 wird man eine aerodynamische (mit Scharnieren ausgeführte) Anbindung des Ruders (Tab) an der Landeklappe bzw. am Tragflügel durch scharnierbewegliche Lagerung in drei Punkten entnehmen, wobei diese Lagerung schon in der „Null-Grad-Tab-Stellung“ Zwangskräfte in der Struktur erzeugt. In der Fig. 7 wird der Ausschlag des Ruders (Tab) um eine durchgebogene Scharnierlinie dargestellt, wonach bei einem negativen Tab-Ausschlag

30 in der Tab-Struktur Druck-Zwangskräfte auftreten werden. In der Fig. 8 wird nun ein einzelnes Ruder (Tab) dargestellt, anhand dessen die Aufmerksamkeit des Betrachter auf die erforderlichen, optimierten Steifigkeitseigenschaften eines Ruders gelenkt wird, um damit das Auftreten von Zwangskräften zu vermeiden, sofern eine aerodynamische (exakt ausgeführte) Anbindung des Ruders (Tab) an der Landeklappe bzw. am Tragflügel durch Lagerung in mehreren Punkten

35 geschehen ist. Mit diesen vorgestellten Lösungen wird beabsichtigt, das hintergründige Verständnis des Betrachters für die (eingangs geschilderte) Problematik zu vertiefen, um einerseits eine Beseitigung der dem bekannten Stand der Technik anhaftenden Nachteile zu erkennen und andererseits dessen Neugier auf das nachfolgend vorgestellte Lösungskonzept, das anhand eines Ausführungsbeispiels vorgestellt wird, zu lenken.

Vorangestellt wird, daß mit den aerodynamischen Verbesserungen an einer Tragwerk-Profilstruktur eines Flugzeuges, die im Hinterkantenbereich einer Tragfläche oder einer (von mehreren) Auftriebshilfen (Landeklappe und / oder Querruder) angeordnet ist, die Entstehung von Zwangskräften in der Tragwerk-Profilstruktur durch Flügelbiegung und / oder durch Biegung der angesteuerten Auftriebshilfe weitestgehend vermieden wird. Danach wird vorgesehen, eine Tragwerk-Profilstruktur einzusetzen, die nach dem Vorbild der Fig. 1 realisiert ist. Diese Tragwerk-Profilstruktur [für beispielsweise ein Ruder (Tab) bzw. die Hinterkante eines Ruders, einer Landeklappe oder eines Tragflügels] ist mit einer auf dem (allgemein bezeichneten) inneren Aufbau eines Tragflügels oder einer Auftriebshilfe, ober- und unterhalb abgelegten tragenden aerodynamischen Fläche realisiert.

An dieser Stelle wird erwähnt, daß unter Auftriebshilfe (hier beispielsweise) eine Landeklappe oder ein Stellruder, vorzugsweise einem Querruder, mit einer aerodynamischen Stellfläche verstanden wird. Außerdem bezieht sich der bezeichnete „innerer Aufbau“ hinsichtlich der Figuren 1 bis 4 allgemein auf ein (nach der Fig. 1 beispielhaftes) Stellruder oder eine Landeklappe, die neben (hier vernachlässigten weiteren Zusatzelementen) in der Hauptsache aus den Komponenten: Kastenholm 15 und Endkantenleiste 16 besteht, welche in Spannweitenrichtung der Landeklappe oder des Stellruders parallel liegen und in Richtung der Profiltiefe t zueinander beabstandet sind. Auf dem Kastenholm- und dem Endkantenleistenbereich werden ober und unterseitig die erwähnten Hautschalen 4, 5 befestigt, um zu der erwähnten steuerbaren aerodynamischen Fläche (Steuerflächenstruktur) zu gelangen. Letztere ist mit einer an der Vorder- und Hinterkante 1, 2 des Tragflügels oder der Auftriebshilfe abschließenden und in deren Spannweitenrichtung sich erstreckenden oberen und unteren Hautschale 4, 5 (Ober- und Unterschale) vergegenständlicht, wobei die Auftriebshilfe am hinteren Teil des Tragflügels angeordnet ist. Der oberen und unteren Hautschale 4, 5 sind (beispielsweise nach der Fig. 9) mehrere rillenförmige Erhöhungen 6, 7 ausgeformt, die in Spannweitenrichtung 3 (denkbar) des Tragflügels und (vordergründig) der Auftriebshilfe [Landeklappe und / oder Stellruder (Querruder)] zueinander beabstandet angeordnet sind. Der rillenförmige Verlauf der Erhöhungen 6, 7 soll (beispielsweise nach dem Vorbild der Fig. 1) definitiv an der Hinterkante 2 (der Hautschalen 4, 5) beginnen und in Richtung einer (fiktiven) Profilmittellinie 8 (Skelettlinie) des inneren Aufbaus verlaufen.

Es wird erwähnt, daß die genannten Erhöhungen 6, 7, die (wie genannt) sowohl der oberen als auch der unteren Hautschale 4, 5 mit gleichartigem Verlauf und gleichartiger Gestalt in gleicher Richtung ausgeformt werden, eine zur Profilmittellinie 8 geöffnete parabelförmige (parabelgeformte) Gestalt V-förmigen Aussehens aufweisen, die der betreffenden Auftriebshilfe (der Landeklappe und / oder dem Stellruder) oder (denkbar auch) dem Tragflügel ausgeformt sind. Dabei wird beispielsweise an als Erhöhungen 6, 7 ausgebildete konisch geformte aerodynamische Elemente mit parabelförmiger Gestalt, die man aus den Figuren 1, 3 und 4 deutlich wahrnehmen wird, gedacht. Diese Erhöhungen 6, 7 sind, eine (nicht näher erwähnte) Unterbrechung der (in Spannweitenrichtung angeordneten) Endkantenleiste 16 vorausgesetzt, innerhalb dem (zwischen der Leisten-Unterbrechung) aufgespannten Freiraum angeordnet.

Diese Erhöhungen 6, 7 überspannen mit einer nach oberhalb der oberen Hautschale 4 (Oberschale) und nach oberhalb der unteren Hautschale 5 (Unterschale) sich (der Hautoberfläche) entfernenden parabelförmig gewölbten Erhöhung 6, 7, die im Ursprung der Parabel in eine konusförmige Endform besitzt, paarweise die betreffende Unterbrechung, da auch vorgesehen ist, daß die Endkantenleiste 16 an mehreren Stellen unterbrochen ist. Entlang dem (nachfolgend geschilderten) Verlauf der Erhöhungen 6, 7 in Profiltiefenrichtung wird man den (nahezu identischen) Verlauf dieser nach oberhalb parabelförmig geschwungenen Wölbung vorfinden, deren formabnehmende Ausformung mit der Verringerung des Abstandes zur Vorderkante 1 (der Ober- oder Unterschale) weitestgehend allmählich abnehmend veränderlich (mit stetig abnehmender und nach oben geöffneter Parabelform) gestaltet ist.

Im Detail betrachtet ist die erwähnte Ausformung der Erhöhungen 6, 7 mit der Verringerung des Abstandes zur Vorderkante 1 (der Hautschalen 4, 5) formabnehmend und variabel gestaltet. Variabel deshalb, weil beim Tragflügel einerseits der Verlauf der Erhöhungen 6, 7, die der oberen und unteren Hautschale 4, 5 des betreffenden Tragflügels ausgeformt sind, entweder nahegelegen der Hinterkante 2 der Hautschalen 4, 5 oder mittig der Profiltiefe t (des Tragflügels) [allgemein: nicht die Mitte der Profiltiefe t des Tragflügels überschreitend] beendet ist. Andererseits ist bei der betreffenden Auftriebshilfe (Landeklappe oder Steuerruder) vorgesehen, daß der Verlauf der Erhöhungen 6, 7, die der oberen und unteren Hautschale 4, 5 der betreffenden Auftriebshilfe ausgeformt sind, (allgemein betrachtet) wenigstens die Mitte der Profiltiefe t (der betreffenden Auftriebshilfe) überschreitend ist. Dabei ist bedacht, daß der Verlauf der Erhöhungen 6, 7 an einer der Vorderkante 1 der oberen und unteren Hautschale 4, 5 nahegelegenen und in Spannweitenrichtung 3 der betreffenden Auftriebshilfe parallel verlaufenden fiktiven ersten und zweiten Profillinie 10a, 10 beendet ist.

Die Ausformung der (in Richtung der Profilmittellinie 8) paarweise angeordneten Erhöhungen 6, 7 ist endkantenseitig an einer spitzenartig zulaufenden Endkante 13, 14 abgeschlossen, die nach der Fig. 1 an der (in Spannweitenrichtung der Landeklappe oder des Steuerruders) verlaufenden (sogenannten) ersten und zweiten fiktiven Profillinie 10a, 10 die beispielsweise nahe dem Kastenholm 15 liegt oder unmittelbar die (nach außerhalb des inneren Aufbaus nicht sichtbare und nicht hautbedeckte rückwärtige) Oberfläche des Holmbereiches tangiert. Demnach ist (allgemein betrachtet) der Verlauf der ersten Erhöhung 6 in etwa an der Verlängerung einer fiktiven Endkanten-Achse L , die lotrecht stehend auf der Profilmittellinie 8 ist und die eine (nahe dem Kastenholm 15 gelegene oder diesen tangierende) Spitze 13a tangiert, in welche der Bereich der Endkante 13 der verjüngten zweiten Erhöhung mündet, beendet.

Aus der Fig. 1 läßt sich auch (ohne weiteres) erkennen, daß der oberen Hautschale 4 (Oberschale) eine erste Erhöhung 6 und der unteren Hautschale 5 (Unterschale) eine zweite Erhöhung 7 ausgeformt ist.

Beide paarweise installierten Erhöhungen 6, 7 sind in einem (oberhalb der Hautauflagefläche der Endkantenleiste 16 angeordneten) Hinterkanten-Endbereich 9 des Tragflügels oder der betreffenden Auftriebshilfe, der durch die Hinterkante 2 und eine letzterer nahegelegene und ihr parallel verlaufende (sogenannten) fiktive dritte Profillinie 11 eingegrenzt ist und in deren

5 Spannweitenrichtung 3 [in Tab(achsen)-x-Richtung] verläuft, zueinander entlang einer Tab-z-Achse aufliegend passgenau gefügt sind.

Mit einem (vorgreifenden) Blick auf die Fig. 9 wird man dieser Figur außerdem entnehmen, daß aus stabilitäts- und aerodynamischen Gründen den betreffenden Auftriebshilfen oder (denkbar) dem Tragflügel (nach dem Vorbild der Fig. 1) mehrere paarweise angeordnete Erhöhungen 6, 7, welche die Hautschalen 4, 5 in Tab(achsen)-z-Richtung aussteifen werden, ausgeformt werden, die nach dem Vorbild der ersten Erhöhung 6 aus der oberen Hautschale 4 und dem Vorbild der zweiten Erhöhung 7 aus der unteren Hautschale 5 ausgeformt sind.

Die Fügung der beiden Erhöhungen 6, 7 soll beispielsweise, sofern die Ausführung der Auftriebshilfen [beispielsweise der Landeklappe oder des Steuerruders oder (zukunftsrechtlich gedacht) des Tragflügels – [(denkbar) bei einem Großraumflugzeug] nach dem Vorbild der Fig. 9 in CFK-Bauweise geschehen wird, mit Hilfe eines geeigneten Klebstoffs (Kalt- oder Warmkleber respektive Ein- oder Mehrkomponentenkleber) oder einem anderen geeigneten Klebeverbindungsmittel realisiert werden, der die beiden paßgenau geformten und einander aufliegenden Fügeflächen (Auflageflächen) der ersten und zweiten Erhöhung 6, 7, wie in Fig. 1 gezeigt, innerhalb dem Hinterkanten-Endbereich 9 stoffschlüssig und unlösbar befestigt verbindet. Dabei wird das Fügen der beiden Erhöhungen 6, 7 mit oder ohne Zufuhr von Wärme und mit oder ohne Anwendung von Kraft (Druckbeaufschlagung der Fügeflächen) erfolgen. Die zu verbindenden Erhöhungen 6, 7 bleiben an der Fugestelle im festen Zustand.

Einen Auszug aus der Fig. 1 wird man in der Fig. 2 wiederfinden. Aus dieser Fig. 2 kann man deutlich den Fügebereich der aufeinander gelegenen Erhöhungen 6, 7, welche im Flugzeugbau auch als „Finnen“ bezeichnet werden, erkennen. Dabei besitzen die parabelförmig [zur (figurlich) nicht gezeigten] Profilmittellinie 8 in Tab(achsen)-z-Richtung geöffneten Erhöhungen 6, 7 im angegebenen Abmaß der [in Tab(achsen)-y-Richtung sich erstreckenden] Fügeflächenbreite eine (aufeinander abgestimmte) passende Geometrie, um eine nahezu von Hohlstellen befreite Fügung der zu klebenden Fügeflächen (im Trockenzustand) zu erhalten.

Ergänzt wird die Lage eines einzelnen Paares an Erhöhungen 6, 7 (Finnen) durch die Querschnittsdarstellung nach der Fig. 3.

Aus der Fig. 4 kann man den Längsschnitt einer Landeklappe oder eines Steuerruders (Querruders) entnehmen, in welcher der Verlauf der Erhöhungen 6, 7 in Profiltiefenrichtung ([in Tab(achsen)-y-Richtung] dargestellt wird.

Abschließend wird noch auf die Fig. 9 verwiesen, die ein praktisches Beispiel für die Umsetzung der vorangeschilderten Lösung nach den Figuren 1 bis 4 vermittelt. Aus der Figur 9 wird man eine Landeklappe (Flap) mit einem über mehrere Scharniere 17 scharnierbeweglich angebundenen Ruder 18 (Tab) in CFK-Bauweise, das von Fachleuten als „CFK-FINTAB“ bezeichnet wird, erblicken.

- 5 Deutlich ist die Anbindung des Ruders 18 über die gesamte Hinterkantenlänge der Landeklappe (Flap) erkennbar. Ungeachtet der zusätzlichen Darstellung der Aktuatoren und der Flap-Track-Fairings, auf die nicht näher eingegangen wird, findet man hier ein typisches Anwendungsbeispiel vor, das (auch aufgrund der eintreffenden Gewichtsersparnis) möglicherweise bei einem Großraumflugzeug entsprechende Beachtung finden wird.

10

Zusammenfassen läßt sich abschließend folgender Sachverhalt. Ausgehend von den Lösungen nach den Figuren 5 bis 8, welche hinsichtlich der Vermeidung der eingangs geschilderten Nachteile dieser Lösungen einen Lösungsansatz für das Auffinden einer verbesserten (geeigneteren) innovativen Lösung darstellen, scheint es (auf Auftriebshilfen bezogen) sinnvoll, die beispielhafte Landeklappe oder das Stellerruder (bezeichnet als „Tab“) über mehrere Scharniergelenke anzubinden und eine Flexibilität um die Tab-z-Achse gewissermaßen mit in das Tab einzubauen, wonach sich das Tab in einer Null-Grad-Stellung als auch im ausgeschlagenen Zustand an die vom Tragflügel vorgegebene Hingelinie anpassen sollte, ohne daß Zwangskräfte entstehen können (vgl. Fig. 8). Aus diesem

- 20 Ansatz resultiert die Intuition, eine leichte und aerodynamisch exakt angebundene Steuerfläche zu verwirklichen, welche beispielsweise über die gesamte Länge der Flügelhinterkante verläuft.

Ebenfalls sollten die auftretenden Lager- und Aktionskräfte gemindert werden, so daß es machbar scheint, an diesen Krafteinleitungsbereichen Gewicht einzusparen. Eine dafür geeignete Lösung wird in den Figuren 1 bis 4 und 8 gezeigt. In der Fig. 1 wird nun der Aufbau einer Steuerflächen-Struktur

- 25 dargestellt, der den erwähnten Ansprüchen gerecht wird. Diese Steuerflächen-Struktur setzt sich (in der Hauptsache aus den Hauptkomponenten: „Kastenholm 15, obere Hautschale 4 (Oberschale), untere Hautschale 5 (Unterschale), Endkantenleiste 16“ zusammen, wobei der innerer Aufbau dieses Teiles der Tragwerk-Struktur neben dem Kastenholm 15 und der Endkantenleiste 16 durch weitere (nicht näher gezeigte) Strukturelemente (Versteifungs- und Verbindungselemente) vervollständigt

- 30 wird. Zur Gewährleistung der Flexibilität um die Tab-Hochachse [Tab(achsen)-z-Achse] sind aus den Hautschalen 4, 5 konisch zum Kastenholm 15 auslaufende rillenförmige Erhöhungen 6, 7 (Finnen) ausgeformt. Die erste Erhöhung 6 (obere Finne) läuft in die Tab-Struktur hinein und endet an einer Endkanten-Achse L, die lotrecht auf der Profilmittellinie 8 steht und welche der Endkantenbereich der (unterhalb der ersten Erhöhung 6 verlaufenden) zweiten Erhöhung 7 (unteren Finne) tangiert, wobei
- 35 die zweite Erhöhung 7 aus der Tab-Struktur hinausläuft. Im Freiraum des Endleistenbereiches (der abschnittsweise unterbrochenen Endkantenleiste 16 sind die Erhöhungen 6, 7 (Finnen) passgenau zueinander gefertigt und über eine Klebung gefügt (vgl. Fig. 1).

40

Die rillenförmigen Erhöhungen 6, 7 (Finnen) dienen als Federelemente bzw. Dehnfalten und gewährleisten die notwendige Flexibilität um die Tab-Hochachse [Tab(achsen)-z-Achse]. Zum Kastenholm 15 verlaufend nimmt die Höhe der Erhöhungen 6, 7 (Finnen) entlang der Tab-Hochachse ab, da sich hier die neutrale Faser des einzelnen Tabs befindet und somit weniger Verformung stattfinden wird. Die Erhöhungen 6, 7 (Finnen) steifen die Hautschalen 4, 5 in Tab(achsen)-z-Richtung aus, ebenfalls versteifen sie über ihre Verbindung miteinander den gesamten Struktur-Körper. Sie übernehmen somit die Rippenfunktion (Querkraftübertragung). Durch das Ineinanderlaufen der Erhöhungen 6, 7 (Finnen) erübrigt sich eine Dichtung des dehnbaren Bereiches. Der Kastenholm 15 übernimmt die Torsionsaufnahme im größeren Maße, der daher sehr torsionssteif dimensioniert wird, wobei ein geschlossenes Profil mit einem $\pm 45^\circ$ -igen Faserverbundaufbau ideal ist.

Patentansprüche

- 5 **1. Tragwerk-Profilstruktur eines Flugzeuges**, mit einer auf dem inneren Aufbau eines Tragflügels oder einer Auftriebshilfe ober- und unterhalb abgelegten tragenden aerodynamischen Fläche, die mit einer an der Vorder- und Hinterkante des Tragflügels oder der Auftriebshilfe abschließenden und in deren Spannweitenrichtung sich erstreckenden oberen und unterer Hautschale realisiert ist, wobei die Auftriebshilfe am hinteren Teil des Tragflügels angeordnet ist, **dadurch**
- 10 **gekennzeichnet, daß** der oberen und der unteren Hautschale (4, 5) mehrere rillenförmige Erhöhungen (6, 7) ausgeformt sind, die in Spannweitenrichtung (3) zueinander beabstandet angeordnet sind, deren Verlauf an der Hinterkante (2) beginnend in Richtung einer Profilmittellinie (8) des inneren Aufbaus definiert ist und deren Ausformung mit der Verringerung des Abstandes zur Vorderkante (1) formabnehmend ist.

2. Tragwerk-Profilstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Verlauf der Erhöhungen (6, 7), die der oberen und unteren Hautschale (4, 5) des Tragflügels ausgeformt sind, nicht die Mitte einer Profiltiefe (t) des Tragflügels überschreitend beendet ist.
- 5 3. Tragwerk-Profilstruktur nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß der Verlauf der Erhöhungen (6, 7) nahegelegen der Hinterkante (2) der Hautschalen (4, 5) oder mittig der Profiltiefe (t) des Tragflügels beendet ist.
- 10 4. Tragwerk-Profilstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Verlauf der Erhöhungen (6, 7), die der oberen und unteren Hautschale (4, 5) der Auftriebshilfe ausgeformt sind, wenigstens die Mitte der Profiltiefe (t) der Auftriebshilfe überschreitend ist.
5. Tragwerk-Profilstruktur nach Anspruch 4, dadurch gekennzeichnet, daß der Verlauf der ersten Erhöhung (6) an einer der Vorderkante (1) der oberen Hautschale (4) nahegelegenen und in Spannweitenrichtung (3) der Auftriebshilfe parallel verlaufenden fiktiven ersten Profillinie (10a) und der Verlauf der zweiten Erhöhung (7) an einer der Vorderkante (1) der unteren Hautschale (5) nahegelegenen und in Spannweitenrichtung (3) der Auftriebshilfe parallel verlaufenden fiktiven zweiten Profillinie (10) beendet ist.
- 20 6. Tragwerk-Profilstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Erhöhungen (6, 7) nach dem Vorbild einer ersten Erhöhung (6) aus der oberen Hautschale (4) und dem Vorbild einer zweiten Erhöhung (7) aus der unteren Hautschale (5) ausgeformt sind, die beide in einem Hinterkanten-Endbereich (9) des Tragflügels oder der Auftriebshilfe, der durch die Hinterkante (2) und eine letzterer nahegelegene und ihr parallel verlaufende fiktive dritte Profillinie (11) eingegrenzt ist und in deren Spannweitenrichtung (3) verläuft, zueinander aufliegend passgenau gefügt sind.
- 25 7. Tragwerk-Profilstruktur nach einem der Ansprüche 1 bis 6, dadurch gekennzeichnet, daß der Verlauf der ersten Erhöhung (6) in etwa an der Verlängerung einer fiktiven Endkanten-Achse (L) beendet ist, die lotrecht stehend auf der Profilmittellinie (8) des Tragflügels oder der Auftriebshilfe angeordnet ist.
- 30 8. Tragwerk-Profilstruktur nach Anspruch 7, dadurch gekennzeichnet, daß die Endkanten-Achse (L) gleichermaßen von einer Spitze (13a), die einer spitz zulaufenden Endkante (13) ausgangs der formabnehmenden zweiten Erhöhung (7) zugeordnet ist, tangiert ist, in welche die Endkante (13) der formabnehmenden zweiten Erhöhung (7) mündet.
- 35 9. Tragwerk-Profilstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß dem Tragflügel oder der Auftriebshilfe entsprechende Erhöhungen (6, 7) mit einer zur Profilmittellinie (8) geöffneten parabelförmigen Gestalt ausgeformt sind.
- 40

10. Tragwerk-Profilstruktur nach Anspruch 9, dadurch gekennzeichnet, daß die Erhöhungen (6, 7) konisch geformte aerodynamische Elemente mit parabelförmiger Gestalt sind.

5 11. Tragwerk-Profilstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die formabnehmende Ausformung der Erhöhungen (6, 7) mit der Verringerung des Abstandes zur Vorderkante (1) weitestgehend allmählich abnehmend veränderlich gestaltet ist.

10 12. Tragwerk-Profilstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Ausformung der Erhöhungen (6, 7) in Richtung der Profilmittellinie (8) endkantenseitig eine spitz gestaltete Endkante (13, 14) ist.

13. Tragwerk-Profilstruktur nach Anspruch 6, dadurch gekennzeichnet, daß die Fügeverbindung der Erhöhungen (6, 7) eine feste unlösbare stoffschlüssige Verbindung ist, die mit einem geeigneten Kleber, der zwischen den beiden Fügeflächen geschichtet ist, und mit oder ohne Wärmebeaufschlagung der Erhöhungen (6, 7) und mit oder ohne Anwendung von Kraft auf die Fügestelle im Hinterkanten-Endbereich (9) umgesetzt ist.

Zusammenfassung

Tragwerk-Profilstruktur eines Flugzeuges

5 Die Erfindung bezieht sich auf eine Tragwerk-Profilstruktur eines Flugzeuges gemäß dem Oberbegriff des Anspruchs 1. Sie bezieht sich auf aerodynamische Verbesserungen am Tragwerk des Flugzeuges, mit denen im Hinterkantenbereich einer Tragfläche oder von am hinteren Teil des Tragflügels befindlichen Auftriebshilfen (Landeklappen und / oder Querruder) die Entstehung von Zwangskräften in der Tragwerk-Profilstruktur durch Flügelbiegung und / oder durch Biegung der
10 angesteuerten Auftriebshilfe weitestgehend vermieden wird. Das Verformungsverhalten des Tragflügels oder der Auftriebshilfen wird über deren Flügelhinterkantenbereich ohne zusätzliche strukturmechanische Maßnahmen stabilisiert. Außerdem wird an den Krafteinleitungsbereichen der scharnierbeweglich verbundenen Tragwerkelemente eine Gewichtsersparnis erreicht.

Die Tragwerk-Profilstruktur des Flugzeuges bezieht sich auf einen inneren Aufbau eines Tragflügels oder einer Auftriebshilfe, dem ober- und unterhalb eine tragenden aerodynamischen Fläche abgelegt ist. Letztere ist mit einer an der Vorder- und Hinterkante des Tragflügels oder der Auftriebshilfe abschließenden und in deren Spannweitenrichtung sich erstreckenden oberen und unteren Hautschale realisiert, wobei die Auftriebshilfe am hinteren Teil des Tragflügels angeordnet ist.

20 Der oberen und unteren Hautschale sind mehrere rillenförmige Erhöhungen ausgeformt, die in Spannweitenrichtung zueinander beabstandet angeordnet sind. Der Verlauf der Erhöhungen ist an der Hinterkante beginnend in Richtung einer Profilmittellinie des inneren Aufbaus definiert. Deren Ausformung ist mit der Verringerung des Abstandes zur Vorderkante formabnehmend gestaltet.

25

Bezugszeichenliste

	1	Vorderkante
	2	Hinterkante
5	3	Spannweitenrichtung
	4	obere Hautschale; Oberschale
	5	untere Hautschale; Unterschale
	6	erste Erhöhung, rillenförmig
	7	zweite Erhöhung, rillenförmig
10	8	Profilmittellinie
	9	Hinterkanten-Endbereich
	10a	erste fiktive Profillinie
	10	zweite fiktive Profillinie
	11	dritte fiktive Profillinie
	12	Landeklappe
	13	Endkante (der zweiten Erhöhung 6)
	13a	Spitze
	14	Endkante (der ersten Erhöhung 6)
	15	Kastenholm
20	16	Endkantenleiste
	17	Scharnier
	18	Ruder (Tab)
25	t	Profiltiefe
	L	Endkanten-Achse

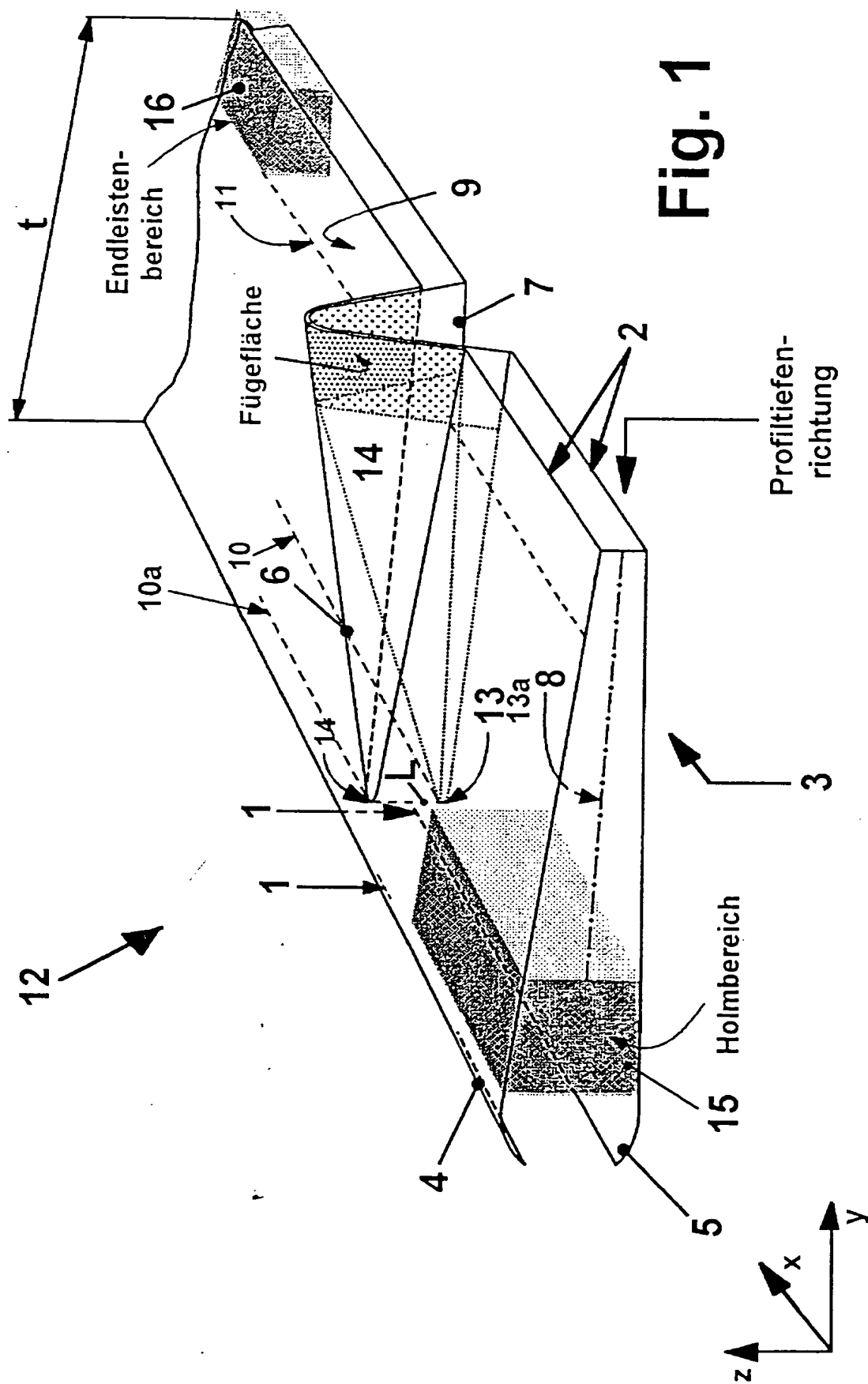
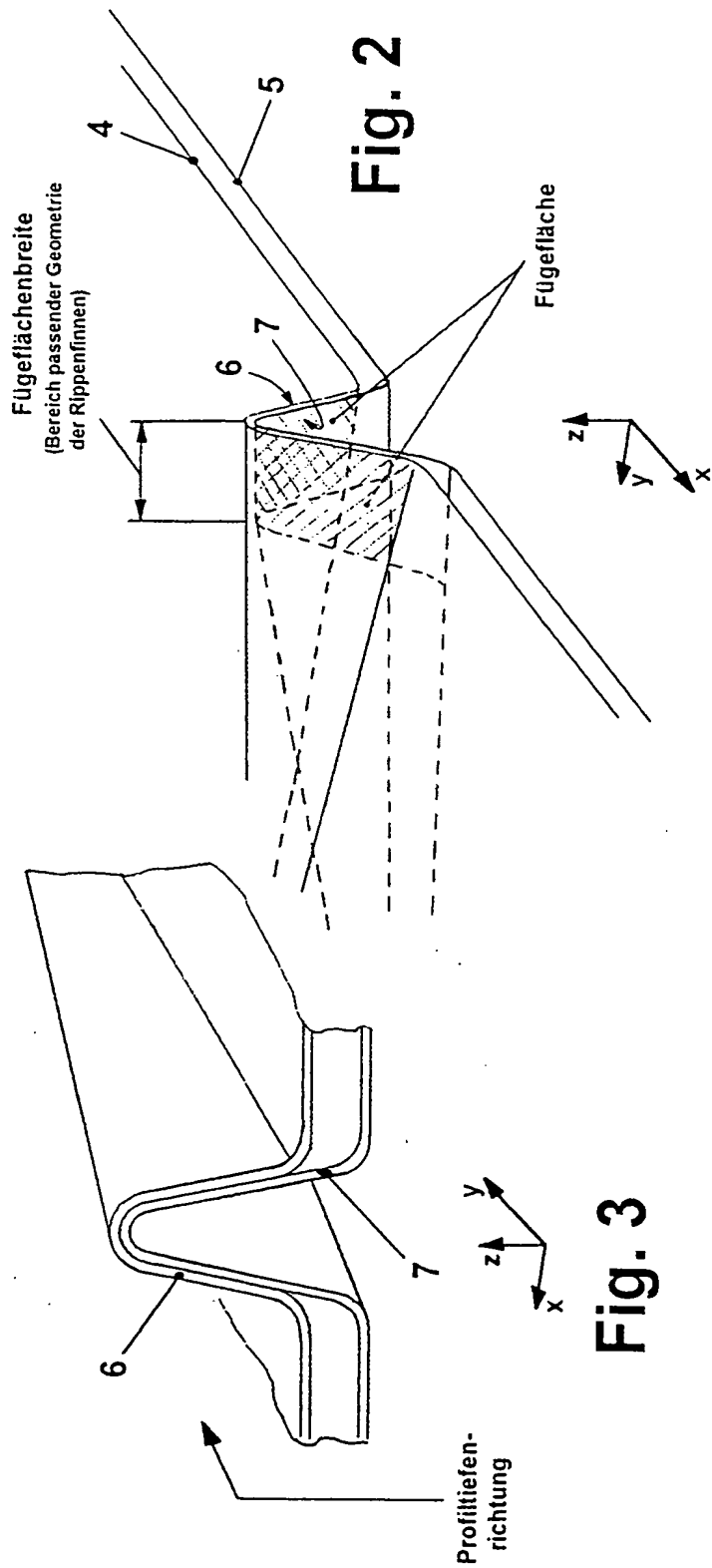
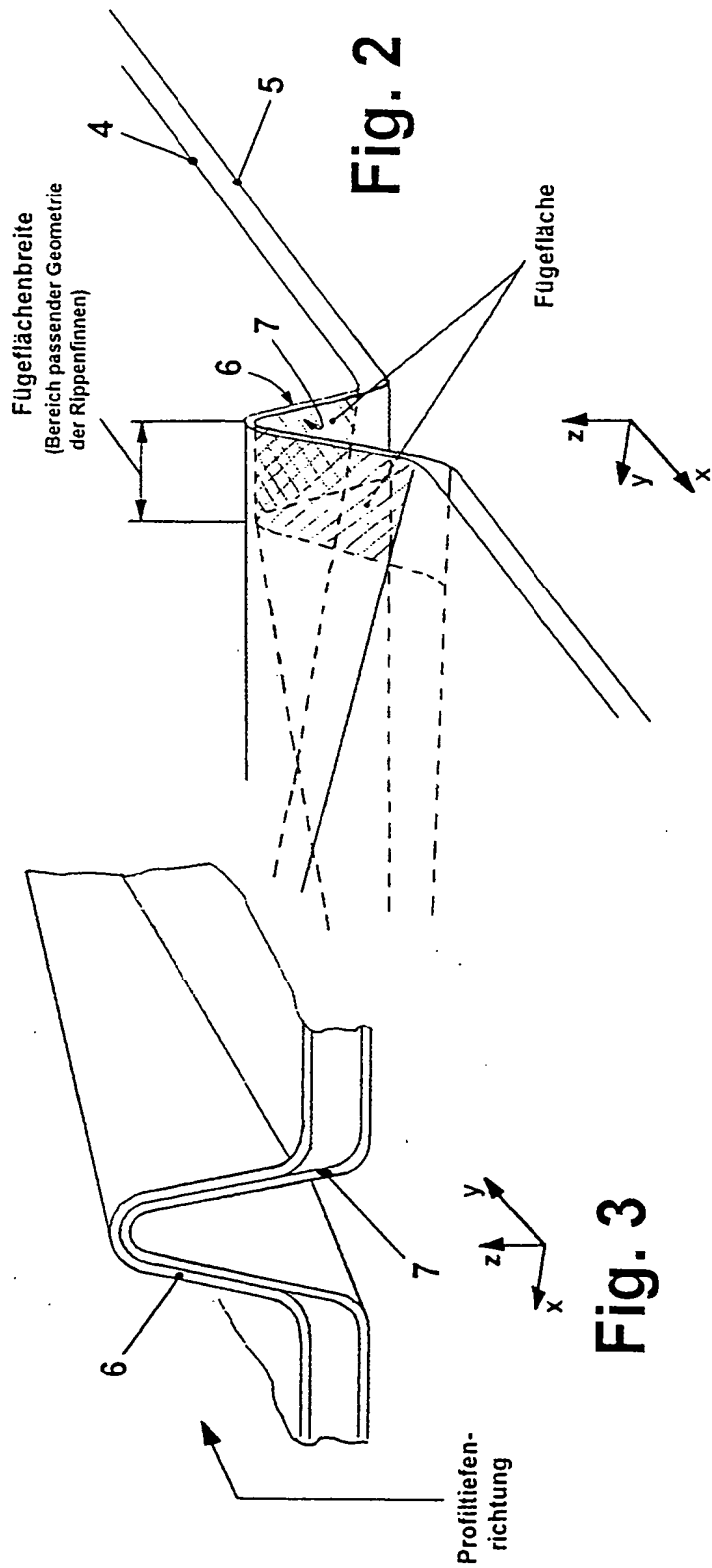
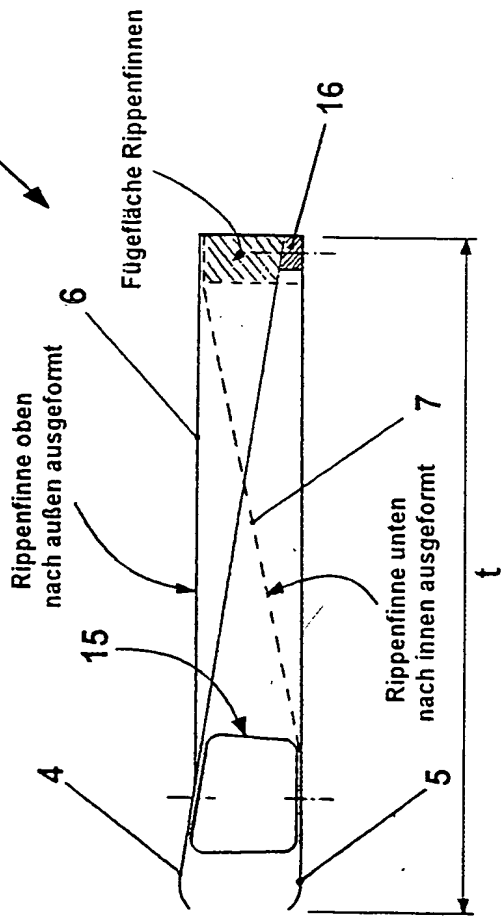


Fig. 1



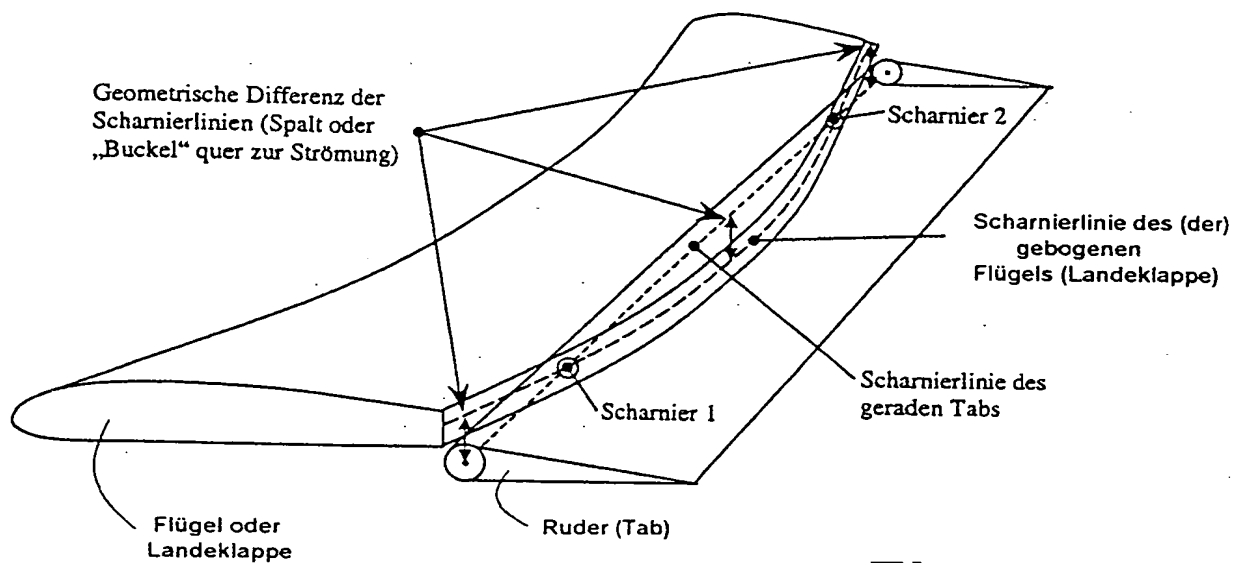


Fig. 5
Stand der Technik

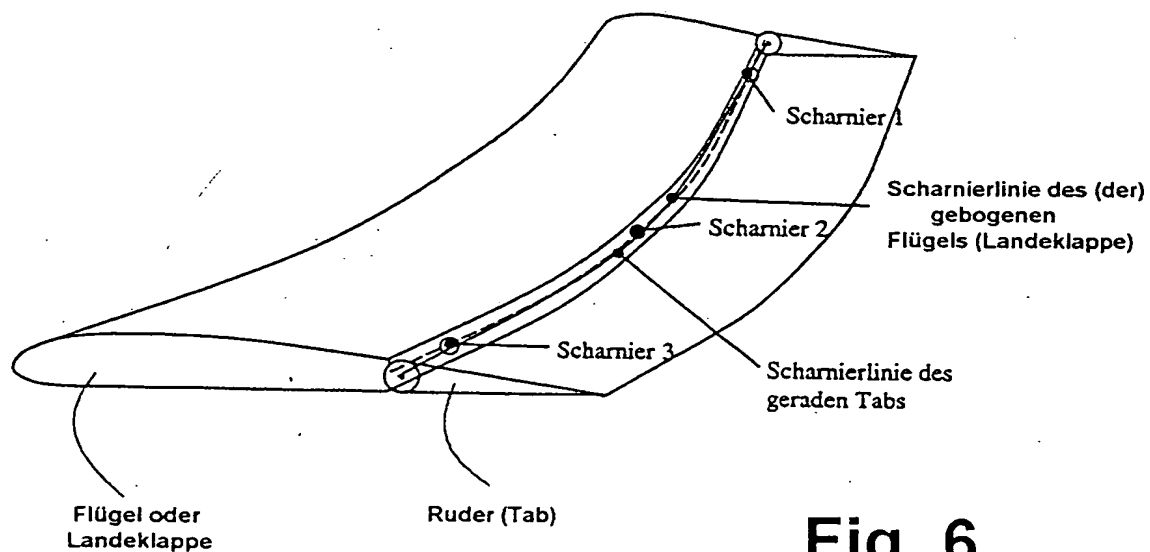


Fig. 6
Stand der Technik

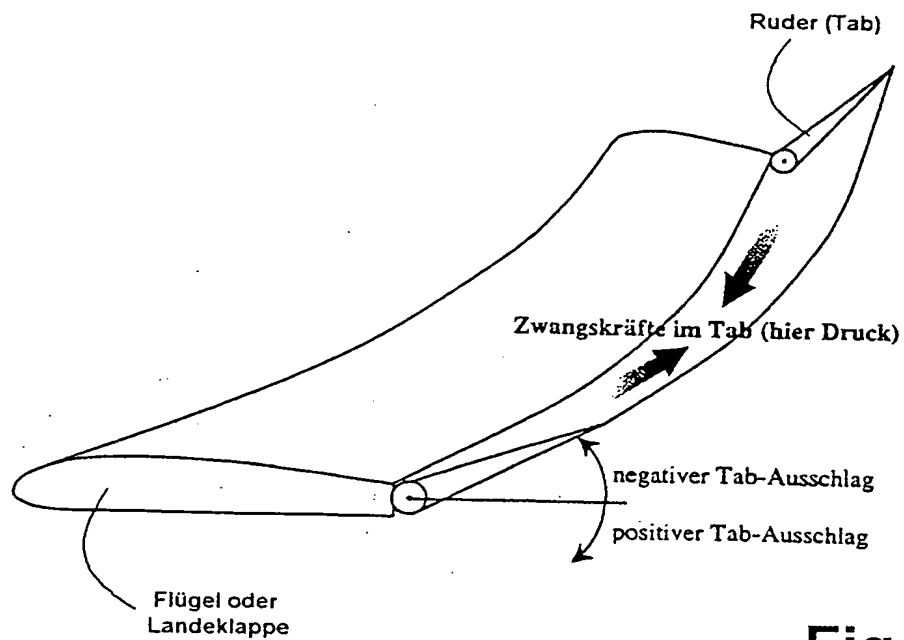


Fig. 7
Stand der Technik

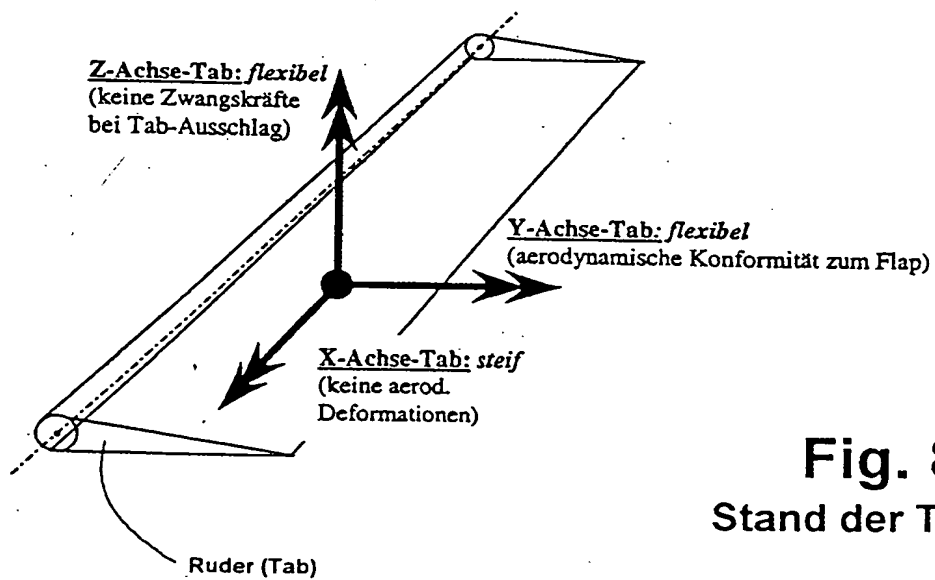


Fig. 8
Stand der Technik

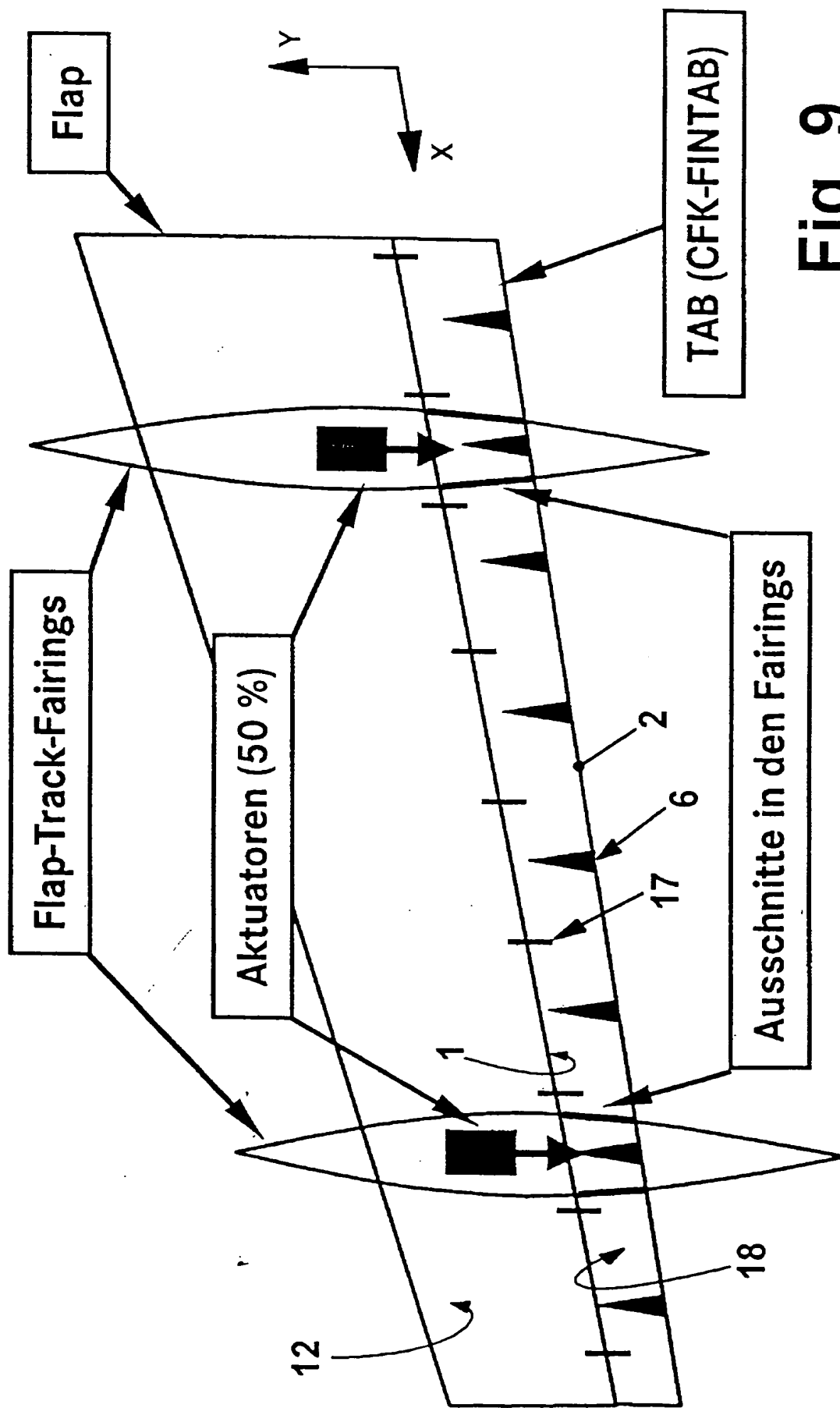


Fig. 9